

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА И КОММУНИКАЦИЙ
РЕСПУБЛИКИ БЕЛАРУСЬ

КОМИССИЯ ПО РАССЛЕДОВАНИЮ СЕРЬЕЗНОГО АВИАЦИОННОГО
ИНЦИДЕНТА

ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ ОТЧЕТ

по результатам расследования серьезного авиационного инцидента
с самолетом Ил-76ТД, государственный регистрационный знак
EW-78843, открытого акционерного общества «Авиакомпания
Трансавиаэкспорт», произошедшего 03.11.2016

**ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ ОТЧЕТ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ
РАССЛЕДОВАНИЯ СЕРЬЕЗНОГО АВИАЦИОННОГО
ИНЦИДЕНТА**

Вид авиационного события	Серьезный авиационный инцидент
Тип воздушного судна	Ил-76ТД
Государственный регистрационный знак	EW-78843
Владелец	Открытое акционерное общество «Авиакомпания Трансавиаэкспорт»
Эксплуатант	Открытое акционерное общество «Авиакомпания Трансавиаэкспорт»
Государственная принадлежность	Республика Беларусь.
Место происшествия (координаты)	аэродром «Энтеббе»: 00°02'32.59" СШ 32°26'36.61" ВД
Дата и время происшествия	3 ноября 2016 г. 05 ч 09 мин UTC

В соответствии с требованиями законодательства Республики Беларусь в области деятельности гражданской авиации данный отчет выпущен с единственной целью предотвращения авиационных происшествий.

Расследование, проведенное в рамках настоящего отчета, не предполагает установления доли чьей либо вины или ответственности.

СОДЕРЖАНИЕ

Список сокращений, используемых в настоящем отчете	4
1. Обстоятельства	8
2. Фактическая информация	9
2.1. Данные об экипаже	9
2.1.1. Данные о членах летного экипажа	10
2.1.2. Данные о членах кабинного экипажа	14
2.2. Данные о персонале наземных служб	14
2.3. Данные о воздушном судне	15
2.4. Метеорологическая информация	18
2.5. Данные о средствах связи, навигации и наблюдения	19
2.5.1. Навигационные средства	19
2.5.2. Связь	19
2.6. Данные об аэродроме	19
2.7. Действия аварийно-спасательных и пожарных команд	20
2.8. Данные о травмированных членах экипажа и пассажирах	21
2.9. Работы, проведенные комиссией	21
2.10. Дополнительная информация	22
2.10.1. Информация об организации и административной деятельности	22
2.10.2. Бортовые самописцы	22
2.10.3. Сведения из Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД	22
2.10.4. Сведения из Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2	26
2.10.4.1. Система топливопитания и автоматического управления двигателя	26
2.10.4.2. Насос-регулятор НР-30КП. Описание и работа	28
2.10.5. Испытания и исследования	30
2.10.5.1. Исследование параметров работы авиационного двигателя	30
2.10.5.2. Исследование топлива авиационного (для реактивных двигателей)	34
2.10.5.3. Исследование масла авиационного	37
2.10.5.4. Исследование агрегата НР-30КП двигателя № 1	38
3. Анализ	39
3.1. Версия внешнего воздействия на воздушное судно	39
3.2. Версия влияния человеческого фактора, связанного с ошибкой в эксплуатации двигателей и действий при возникновении аварийной ситуации на взлете	39
3.3. Версия отказа авиационной техники	44
4. Заключение	45
5. Рекомендации по обеспечению безопасности полетов	45

СПИСОК

сокращений, используемых в настоящем отчете

АД	авиационный двигатель
А и РЭО	авиационное и радиоэлектронное оборудование
АО	авиационный отряд
АРЗ	авиационный ремонтный завод
АТБ	авиационно-техническая база
ВД	восточная долгота
ВПП	взлетно-посадочная полоса
ВС	самолет Ил-76ТД, государственный регистрационный знак EW-78843
ВЛЭК	врачебная летная экспертная комиссия
ГА	гражданская авиация
ФГУП	федеральное государственное унитарное предприятие
ГосНИИ	Государственный научно-исследовательский институт
ГА	гражданской авиации
гПа	гектопаскали
ДА	Департамент по авиации Министерства транспорта и коммуникаций Республики Беларусь
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
ИТП	инженерно-технический персонал
КВС	командир воздушного судна
кг	килограмм
км	километры
км/ч	километры в час
м	метры
мин	минута
мм.рт.ст.	миллиметры ртутного столба
м/с	метры в секунду
КПК	курсы повышения квалификации
МК	магнитный курс
НПО	научно-производственное объединение
ОАО	открытое акционерное общество
ОК	объективный контроль
отсут.	отсутствует
ПАО	публичное акционерное общество
ПИ	полетная информация
П и Д	планер и двигатель
присут.	присутствует
РД	рулежная дорожка

Рис.	рисунок
РЛЭ	руководство по летной эксплуатации самолета Ил-76 № 6706 (переоборудованного из самолета Ил-76МД № 6706, решение № 09-76Б/6706)
РОД	рычаг останова двигателя
РУД	рычаг управления двигателем
САИ	серьезный авиационный инцидент
САХ	средняя аэродинамическая хорда
с	секунда
соотв.	соответствует
СШ	северная широта
ТО	техническое обслуживание
ТУ	технические условия
УВД	управление воздушным движением
УО	Учреждение образования «Минский государственный
МГВАК	высший авиационный колледж»
ч	час
°	градус
°С	градус Цельсия
°С/с	градус Цельсия в секунду
QFE	Q-code Field Elevation (рус. давление на взлетно-посадочной полосе аэродрома)
QNH	Q-code Nautical Height (рус. давление, приведенное к уровню моря)
UTC	Coordinated Universal Time (рус. скоординированное всемирное время)

В соответствии с авиационными правилами «Расследование авиационных происшествий и инцидентов», утвержденными постановлением Министерства транспорта и коммуникаций Республики Беларусь от 30 декабря 2009 г. № 103, уведомления о серьезном авиационном инциденте были направлены в установленном порядке в Межгосударственный авиационный комитет, Федеральное агентство воздушного транспорта Российской Федерации, Европейское и Североатлантическое бюро ИКАО, ОАО «Авиационный комплекс им. С.В.Ильюшина», ПАО «НПО «Сатурн», Uganda Civil Aviation Authority (рус. Орган гражданской авиации Республики Уганда).

Сроки проведения расследования:

начало расследования 04.11.2016

окончание расследования 28.06.2017

1. Обстоятельства

3 ноября 2016 г. экипаж самолета Ил-76ТД, государственный регистрационный знак EW-78843, принадлежащего ОАО «Авиакомпания Трансавиаэкспорт», планировал выполнить полет по маршруту: аэродром «Энтеббе» (Республика Уганда) – площадка десантирования «Ниан Пол» (Республика Южный Судан) – аэродром «Энтеббе» (Республика Уганда), рейс UNO-049Н. На борту ВС находилось 6 членов экипажа, 2 специалиста ИТП и 3 оператора десантного оборудования.

При выполнении взлета днем в визуальных метеорологических условиях с аэродрома «Энтеббе» в 08 ч 09 мин (здесь и далее – время местное) в процессе разбега при достижении скорости 95 км/ч произошло резкое падение оборотов второго каскада двигателя № 1 до оборотов «Малого газа».

Экипаж ВС прекратил взлет и применил реверс четырех двигателей.

В процессе пробега по влажной ВПП самолет выкатился влево за ее пределы на грунт. В дальнейшем, после уменьшения скорости, экипаж предпринял действия к возвращению ВС на ВПП. В процессе руления по ВПП двигатель № 1 был выключен из-за падения оборотов ниже расчетных оборотов «Малого газа» (схема 1).



Схема 1. Место серьезного авиационного инцидента

После заруливания на магистральную рулежную дорожку экипаж остановил самолет и произвел высадку ИТП для осмотра ВС и двигателя.

В результате осмотра был обнаружен пожар в двигателе № 1. Сигнализация о пожаре в кабине экипажа ВС отсутствовала.

Экипаж применил поочередно три очереди системы пожаротушения, но предпринятые действия не позволили ликвидировать пожар.

Экипаж вызвал пожарную команду аэропорта «Энтеббе», силами которой пожар был ликвидирован.

ВС было отбуксировано на место стоянки. При осмотре видимых повреждений не обнаружено, никто из находившихся на борту ВС лиц не пострадал (фото 1).



Фото 1. Воздушное судно после САИ

2. Фактическая информация

2.1. Данные об экипаже

Рейс UNO-049H по маршруту аэродром «Энтеббе» (Республика Уганда) – площадка десантирования «Ниан Пол» (Республика Южный Судан) – аэродром «Энтеббе» (Республика Уганда) выполнялся летным экипажем в составе пяти человек. На борту ВС находились два специалиста ИТП и три оператора десантного оборудования.

2.1.1 Данные о членах летного экипажа

Таблица 1

Должность	Командир ВС Ил-76
Пол	Мужской
Дата рождения	08.01.1961
Квалификация	1-й класс пилота ГА
Образование	Высшее. Окончил в 1983 г. Балашовское высшее военное авиационное училище летчиков
Минимум погоды	60×800 м, взлет 400 м
Общий налет	8869 ч 02 мин
Налет на данном типе	8687 ч 16 мин
Налет в качестве КВС на данном типе	3416 ч 45 мин
Общий налет в данной должности	3416 ч 45 мин
Свидетельство пилота ГА	П № 0000124, выдано 01.02.2012, срок действия до 17.03.2017
Медицинское заключение	Годеен к летной работе. Сертификат ВЛЭК №011427, 1-й класс, срок действия до 17.03.2017
Дата последней летной проверки	27.08.2016 «стандарт»
Тренировка на тренажере	I-е полугодие – 11.07.2016, «отлично»; II-е полугодие – 12.08.2016, «отлично»
Перерывы в полетах в течение последнего года	Нет
Налет за последние 3 месяца	175 ч 18 мин
Налет за последний месяц	93 ч 01 мин
Предварительная подготовка	В полном объеме 15.09.2016
Предполетная подготовка	В полном объеме 03.11.2016
Налет за последние трое суток	23 ч 29 мин
Отдых экипажа	В полном объеме (13 ч 50 мин)
Медицинский контроль перед вылетом	Самоконтроль, 03.11.2016 в 04.02 в аэропорту «Энтеббе»
Общее рабочее время в день САИ	01 ч 45 мин
Авиационные происшествия в прошлом	Не имел

Таблица 2

Должность	Пилот
Пол	Мужской
Дата рождения	07.10.1985
Квалификация	2-й класс пилота ГА
Образование	Высшее, окончил в 2008 г. Ульяновское высшее авиационное училище ГА
Общий налет	3069 ч 01 мин
Налет на данном типе	2988 ч 31 мин
Налет в качестве КВС на данном типе	Не имеет
Общий налет в данной должности	2988 ч 31 мин
Свидетельство пилота ГА	П №0000130 выдано 01.02.2012,

	срок действия до 01.09.2017
Медицинское заключение	Годен к летной работе. Сертификат ВЛЭК №012034, 1-й класс, срок действия до 01.09.2017
Дата последней летной проверки	18.07.2016 «стандарт»
Тренировка на тренажере	I-е полугодие – 27.06.2016, «отлично»
Перерывы в полетах в течение последнего года	Перерыв от 30 до 90 дней, допущен к выполнению полетов 28.06.2016
Налет за последние 3 месяца	175 ч 18 мин
Налет за последний месяц	93 ч 01 мин
Предварительная подготовка	В полном объеме 15.09.2016
Предполетная подготовка	В полном объеме 03.11.2016
Налет за последние трое суток	23 ч 29 мин
Отдых экипажа	В полном объеме (13 ч 50 мин)
Медицинский контроль перед вылетом	03.11.2016 в 04.02 в аэропорту Энтеббе. под контролем КВС
Общее рабочее время в день САИ	01 ч 45 мин
Авиационные происшествия в прошлом	Не имел

Таблица 3

Должность	Штурман экипажа
Пол	Мужской
Дата рождения	08.04.1969
Квалификация	1-й класс штурмана ГА
Образование	Высшее, окончил в 1990 году Ворошиловградское высшее военное авиационное училище штурманов
Общий налет	5963 ч 59 мин
Налет на данном типе	5756 ч 28 мин
Общий налет в данной должности	5756 ч 28 мин
Свидетельство штурмана ГА	Ш №0000020 выдано 01.02.2012, срок действия до 05.11.2016, продлен до 19.12.2016 (Приказ ДА № 03-14/2848 от 27.10.2016)
Медицинское заключение	Годен к летной работе. Сертификат ВЛЭК №010869, 1-й класс, срок действия до 05.11.2016,
Дата последней летной проверки	08.06.2016 «стандарт»
Тренировка на тренажере	I-е полугодие – 27.06.2016 г., «отлично»
Перерывы в полетах в течение последнего года	Нет
Налет за последние 3 месяца	191 ч 05 мин
Налет за последний месяц	93 ч 01 мин
Предварительная подготовка	В полном объеме 15.09.2016
Предполетная подготовка	В полном объеме 03.11.2016
Налет за последние трое суток	23 ч 29 мин
Отдых экипажа	13 ч 50 мин

Медицинский контроль перед вылетом	03.11.2016 в 04.02 в аэропорту «Энтеббе» под контролем КВС
Общее рабочее время в день САИ	01 ч 45 мин
Авиационные происшествия в прошлом	Не имел

Таблица 4

Должность	Инженер бортовой
Пол	Мужской
Дата рождения	11.10.1960
Квалификация	1-й класс бортинженера ГА
Образование	Высшее, окончил в 1988 г. Киевский институт инженеров ГА
Общий налет	8140 ч 14 мин
Налет на данном типе	2588 ч 21 мин
Общий налет в данной должности	2588 ч 21 мин
Свидетельство бортинженера ГА	БИ №0000022 выдано 01.02.2012, срок действия до 02.03.2017
Медицинское заключение	Сертификат ВЛЭК №011344, 1-й класс, срок действия до 02.03.2017
Дата последней летной проверки	16.10.2015 «стандарт», продлена до 30.11.2016 (Приказ ДА № 03-26/2906 от 03.11.2016)
Тренировка на тренажере	I-е полугодие 28.03.2016 – тренаж в кабине, «отлично»; II-е полугодие – 07.09.16, «отлично»
Перерывы в полетах в течение последнего года	Нет
Налет за последние 3 месяца	191 ч 05 мин
Налет за последний месяц	93 ч 01 мин
Предварительная подготовка	В полном объеме 15.09.2016
Предполетная подготовка	В полном объеме 03.11.2016
Налет за последние трое суток	23 ч 29 мин
Отдых экипажа	13 ч 50 мин
Медицинский контроль перед вылетом	03.11.2016 в 04.02 аэропорт «Энтеббе», под контролем КВС
Общее рабочее время в день САИ	01 ч 45 мин
Авиационные происшествия в прошлом	Не имел

Таблица 5

Должность	Бортовой радист
Пол	Мужской
Дата рождения	12.11.1960
Квалификация	1-й класс бортрадиста ГА
Образование	Высшее, окончил в 1993 г. Академию ГА, г. Санкт-Петербург
Общий налет	8119 ч 14 мин

Налет на данном типе	8119 ч 14 мин
Общий налет в данной должности	8119 ч 14 мин
Свидетельство бортрадиста ГА	БР №0000006 выдано 01.02.2012, срок действия 12.11.2016, продлен до 26.12.2016 (Приказ ДА № 03-14/2937 от 09.11.16)
Медицинское заключение	Сертификат ВЛЭК №010886, 1-й класс, срок действия до 12.11.2016
Дата последней летной проверки	30.12.2015 «стандарт»
Тренировка на тренажере	I-е полугодие 11.07.2016 – тренаж в кабине
Перерывы в полетах в течение последнего года	Нет
Налет за последние 3 месяца	175 ч 18 мин
Налет за последний месяц	93 ч 01 мин
Предварительная подготовка	В полном объеме 15.09.2016
Предполетная подготовка	В полном объеме 03.11.2016
Налет за последние трое суток	23 ч 29 мин
Отдых экипажа	13 ч 50 мин
Медицинский контроль перед вылетом	03.11.2016 в 04.02 в аэропорту «Энтеббе», под контролем КВС
Общее рабочее время в день САИ	01 ч 45 мин
Авиационные происшествия в прошлом	Не имел

Профессиональная подготовка членов летного экипажа соответствовала характеру выполняемого задания.

Предполетная подготовка экипажа проводилась 03.11.2016 в аэропорту «Энтеббе» в соответствии с требованиями Авиационных правил организации и выполнения полетов в гражданской авиации Республики Беларусь, утвержденных постановлением Министерства транспорта и коммуникаций Республики Беларусь от 19 сентября 2006 г. № 37.

Медицинский контроль членов экипажа перед вылетом осуществлялся КВС. Члены экипажа противопоказаний к летной работе не имели и по врачебным показателям были допущены к полетам.

Рабочее время и время отдыха экипажа соответствовали требованиям Положения о рабочем времени и времени отдыха членов экипажей воздушных судов коммерческой гражданской авиации Республики Беларусь, утвержденного постановлением Министерства транспорта и коммуникаций Республики Беларусь от 3 декабря 2008 г. № 125.

2.1.2. Данные о членах кабинного экипажа

Таблица 6

Должность	Бортовой оператор
Пол	Мужской
Дата рождения	01.12.1972
Квалификация	2-й класс бортового оператора ГА
Образование	Среднее специальное, окончил в 1993 г. Минский авиационный технический колледж ГА
Общий налет	5738 ч 55 мин
Налет на данном типе	5738 ч 55 мин
Общий налет в данной должности	5738 ч 55 мин
Свидетельство бортового оператора ГА	БО № 0000017 выдано 01.02.2012, срок действия 28.06.2017
Медицинское заключение	Сертификат ВЛЭК №011888, 2-й класс, срок действия до 28.06.2017
Дата последней летной проверки	01.03.2016 «стандарт»
Тренировка на тренажере	Тренаж в кабине 04.04.2016, «отлично»
Перерывы в полетах в течение последнего года	Нет
Налет за последние 3 месяца	175 ч 18 мин
Налет за последний месяц	93 ч 01 мин
Предварительная подготовка	В полном объеме 15.09.2016
Предполетная подготовка	В полном объеме 03.11.2016
Налет за последние трое суток	23 ч 29 мин
Отдых экипажа	13 ч 50 мин
Медицинский контроль перед вылетом	03.11.2016 в 04.02 в аэропорту «Энтеббе» под контролем командира ВС
Общее рабочее время в день САИ	01 ч 45 мин
Авиационные происшествия в прошлом	Не имел

2.2. Данные о персонале наземных служб

Оперативное ТО самолета Ил-76ТД, государственный регистрационный знак EW-78843, на аэродроме «Энтеббе» выполнялось специалистами АТБ ОАО «Авиакомпания Трансавиаэкспорт».

Инженер по А и РЭО (инженер ГА 2-й категории) работает в ГА с 14.11.2013. Образование высшее, окончил УО МГВАК в 2005 г. Свидетельство инженера ГА, серия ИЭ 0001563, действительно до 21.01.2018. КПК пройдено в УО МГВАК 26.06.2015. Имеет допуск к самостоятельному выполнению следующих работ на самолетах типа Ил-76:

- лабораторные проверки авиационного оборудования;
- замена двигателя Д-30КП (КП-2);
- замена вспомогательной силовой установки ТА-6А;
- демонтаж и установка носителей полетной информации;

оперативное и периодическое ТО авиационного оборудования;
особые виды ТО;

руководство подъездом и отъездом спецмашин при обслуживании самолетов типа Ил-76.

Авиационный техник по П и Д (авиационный техник ГА 3-го класса) работает в ГА с 15.03.2010.

Образование высшее, окончил УО МГВАК в 2010 г. Свидетельство авиационного техника ГА, серия ИЭ 0002499, действительно до 21.04.2017. КПК пройдено в УО МГВАК 17.06.2016.

Авиационный техник по П и Д имеет допуск к самостоятельному выполнению следующих работ на самолетах типа Ил-76:

замена двигателя Д-30КП(КП-2);

замена вспомогательной силовой установки ТА-6А;

оперативное и периодическое ТО планера и двигателя;

особые виды ТО;

календарное ТО и ТО при хранении;

буксировка ВС;

руководство подъездом и отъездом спецмашин при обслуживании самолетов типа Ил-76.

2.3. Данные о воздушном судне

Самолет Ил-76ТД, государственный регистрационный знак EW-78843, заводской № 1003403082, выпущен 30.06.1990 заводом № 243 АРЗ (г. Ташкент).

30.04.2001 выполнен капитальный ремонт ВС на заводе № 243 АРЗ (г. Ташкент). После ремонта установлены следующие ресурсные показатели ВС:

назначенный ресурс – 13 000 ч и 4 500 посадок;

назначенный срок службы – 20 лет;

межремонтный ресурс – 5 000 ч и 2 500 посадок;

межремонтный срок службы – 8 лет.

С 23.05.2017 на ВС выполняются периодическое ТО (форма 6 (коэффициенты 1, 2, 3, 4, 6, 12) и продление ресурсных показателей планера.

В соответствии с Решением ОАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина» от 18.03.2016 № 199-76BLR-7801, утвержденным Департаментом авиации от 22.03.2016, установлены следующие новые ресурсные показатели ВС:

назначенный ресурс – 16 300 ч и 5 880 посадок;

назначенный срок службы – 26 лет 10 месяцев (до 30.04.2017);

межремонтный ресурс – 12 200 ч и 4 300 посадок;

межремонтный срок службы – 16 лет (до 30.04.2017).

22.03.2016 Департаментом по авиации на ВС выдан Сертификат летной годности, действующий до 30.04.2017.

На 03.11.2016 наработка ВС составила:

с начала эксплуатации – 15 779 ч и 5 604 посадок;

после ремонта – 11 693 ч и 4 026 посадок.

В 2016 году выполнено следующее периодическое ТО:

15.01.2016 – форма 3 (коэффициенты 1, 3);

10.06.2016 – форма 2 (коэффициенты 1, 2).

28.09.2016 выполнены работы по подготовке ВС к эксплуатации в осенне-зимний период.

03.11.2016 выполнено оперативное ТО по форме ВС-ОС-А₂-ОВ (карта-наряд от 02.11.2016 № 213/113) и предполетный осмотр ВС. Замечаний при подготовке ВС к полету не выявлено.

Двигатель № 1 Д-30КП-2, заводской № 03053038902030, изготовлен 28.07.1989 на производственном объединении «Рыбинские моторы» (далее – двигатель № 1).

30.05.2013 выполнен третий капитальный ремонт в ОАО «НПО «Сатурн» (г. Рыбинск) (далее – ремонт).

30.01.2015 двигатель установлен на ВС (срок хранения в упаковке предприятия – 4 года).

После ремонта двигателю установлены следующие ресурсные показатели:

назначенный ресурс – 12 000 ч и 6 160 циклов;

межремонтный ресурс – 2 000 ч и 1 026 циклов с последующим поэтапным установлением ресурса до 2 536 ч и 1 540 циклов;

межремонтный срок службы – 6 лет с последующим поэтапным установлением срока службы до 10 лет.

На 03.11.2016 наработка двигателя составила:

с начала эксплуатации – 10 925 ч, 3 510,4 циклов,

после ремонта – 1 461 ч, 351,2 циклов.

Замена агрегатов, деталей и узлов после ремонта на двигателе не производилась.

Геометрические размеры самолета Ил-76ТД приведены на рис. 1

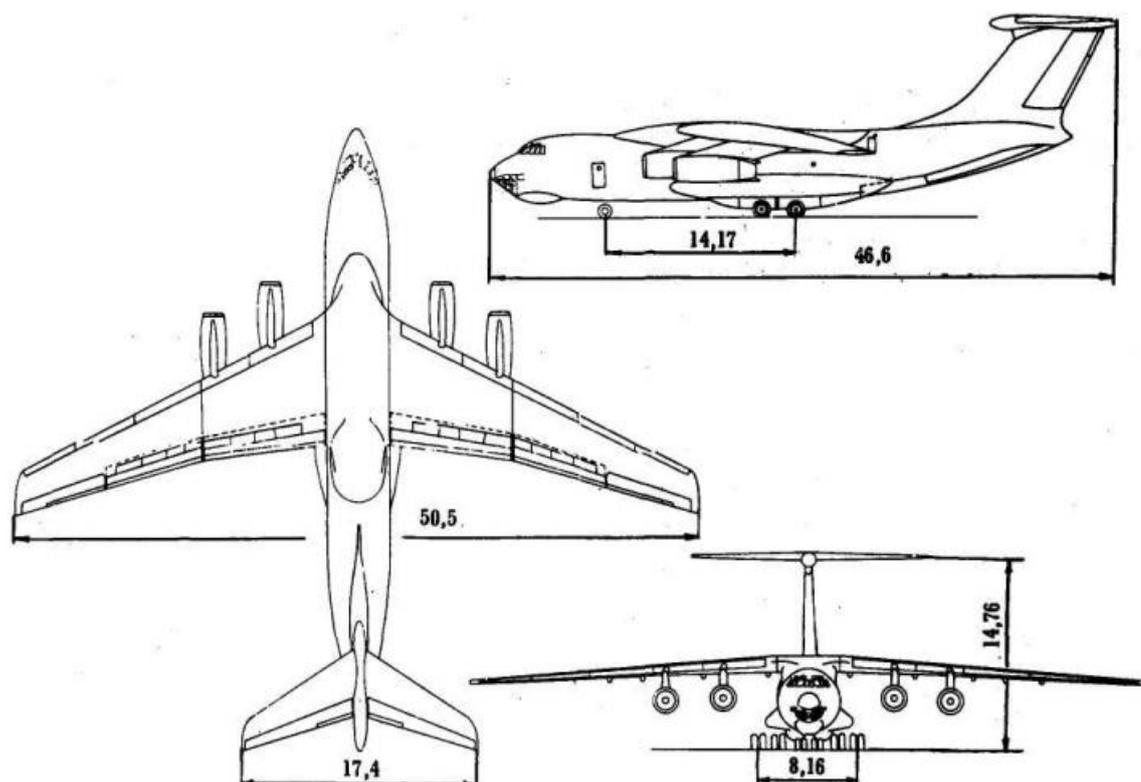


Рис. 1

Основные характеристики самолета Ил-76ТД

Длина самолета, м.....	46,60
Высота самолета, м.....	14,76
Колея шасси (по внешним колесам), м	8,16
База шасси, м.....	14,17
Размах крыла, м.....	50,5
Площадь крыла, м ²	300
Гондолы двигателей:	
Расстояние от плоскости симметрии самолета до оси двигателя, м:	
внутреннего.....	6,35
внешнего.....	10,60
Расстояние от земли до нижней точки гондолы двигателей, м	2,55

2.4. Метеорологическая информация

Комиссией проанализированы метеорологическая документация, полученная экипажем во время подготовки к вылету на аэродроме «Энтеббе», и снимок облачности с искусственного спутника земли (фото 2).

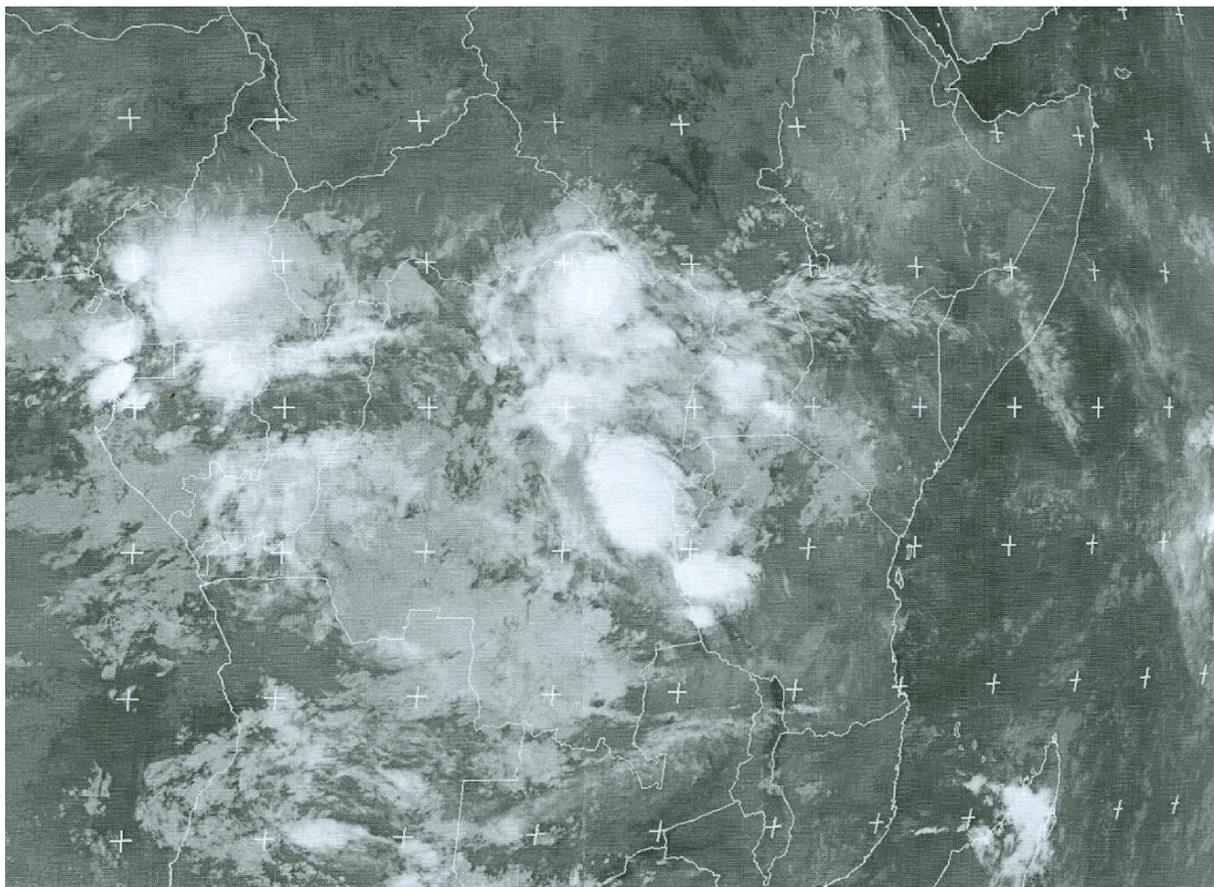


Фото 2. Снимок облачности с искусственного спутника земли

3 ноября 2016 г. территория Республики Уганда находилась под влиянием восточной периферии циклона, центр которого располагался в северной части Демократической Республики Конго.

Фактическая погода на аэродроме «Энтеббе» 03.11.2016:

за 06.00 – ветер 360° , 6 м/с, видимость 8 км, гроза, дождь, облачность незначительная (1-2 балла), кучево-дождевая, с нижней границей 660-720 м, значительная (6-9 баллов) с нижней границей 4200 м, температура 20° , точка росы 17° , давление QNH 1017 гПа;

за 08.00 – ветер 340° , 5 м/с, видимость 8 км, температура 20° , точка росы 17° , давление QNH 1017 гПа, QFE 886 гПа.

Из записи радиообмена между экипажем и диспетчером УВД аэродрома «Энтеббе» фактическая погода перед взлетом – «ветер у земли 340° , 9 м/с, QNH 1018 гПа, взлет разрешен с ВПП17».

Прогноз погоды на аэродроме «Энтеббе», выпущен в 06.30 03.11.2016 со сроком действия с 09.00 03.11.2016 до 12.00 04.11.2016: ветер 20° , 8 м/с, видимость 8 км, гроза с дождем, облачность кучево-дождевая, рассеянная (3-5 баллов) с нижней границей 600 м, значительная (6-9 баллов) с нижней границей 3600 м; с 10.00 03.11.2016 до 15.00 03.11.2016 ветер 180° , 8 м/с, видимость 9 км, гроза, облачность

незначительная (1-2 балла), кучево-дождевая, с нижней границей 660-750 м, значительная (6-9 баллов) с нижней границей 3600 м.

2.5. Данные о средствах связи, навигации и наблюдения

2.5.1. Навигационные средства

Навигационные средства отношения к авиационному событию не имеют.

2.5.2. Связь

Все средства радиосвязи на момент авиационного события были работоспособны и обеспечивали устойчивую двустороннюю связь между экипажем и диспетчером УВД диспетчерского пункта аэродрома «Энтеббе».

2.6. Данные об аэродроме

Аэродром «Энтеббе» имеет две ВПП с искусственным покрытием (асфальтобетон) (рис. 2). Взлет самолета Ил-76ТД, государственный регистрационный знак EW-78843, выполнялся с ВПП 17.

Координаты контрольной точки аэродрома: 00°02'32.59" СШ,
32°26'36.61" ВД.

Превышение аэродрома над уровнем моря: +1152,75 м.

Магнитное склонение: 0°43.3'.

Размеры ВПП 17/35: длина – 3657,6 м, ширина – 45,7 м.

От середины ВПП 17/35 к порогу 17 уклон составляет -0,3% (высота порога – 1152,4 м), к порогу 35 – 0,3% (высота порога – 1141,47 м).

Истинный путевой угол ВПП 17/35: 171,0 – 351,0. Магнитные курсы взлета и посадки: 171° – 351° (соответствуют номерам порогов 17 – 35).

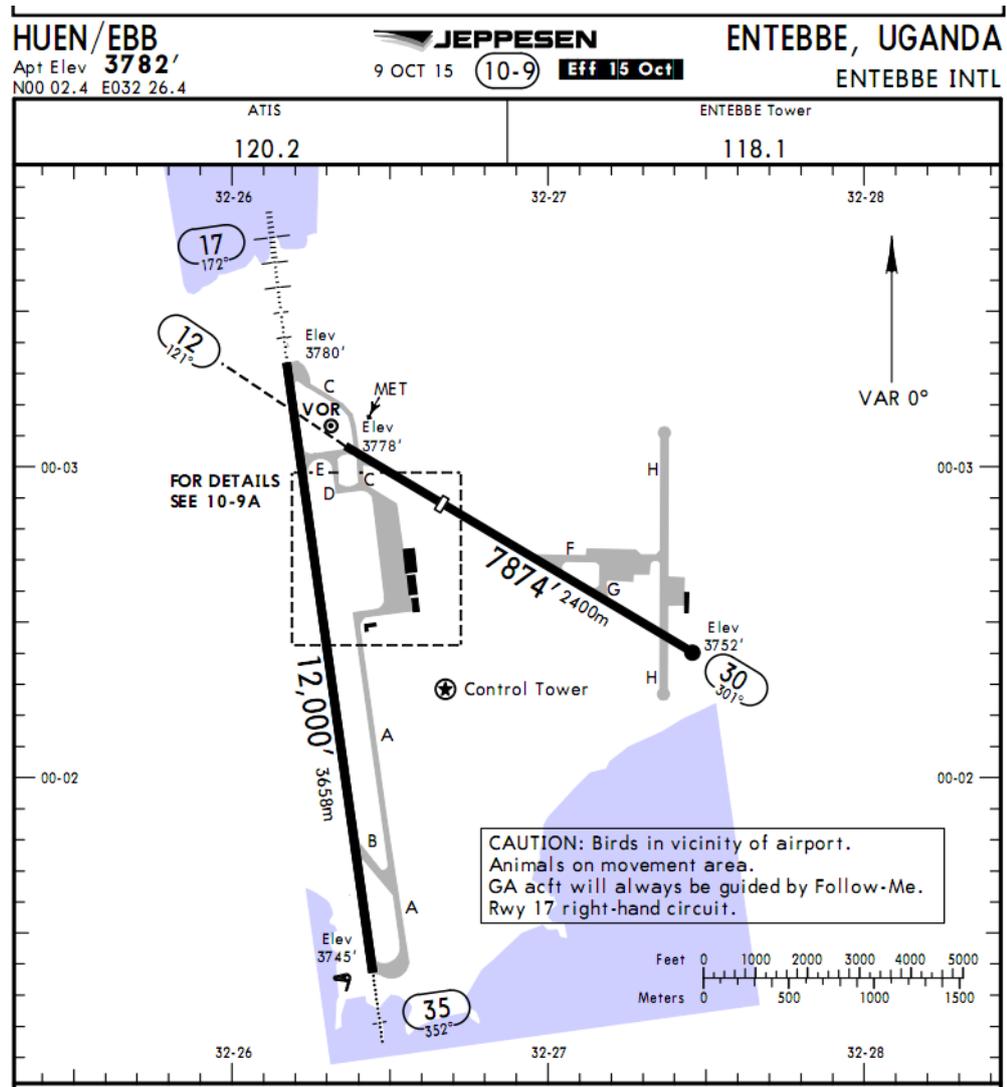


Рис 2. Кроки аэродрома «Энтеббе»

2.7. Действия аварийно-спасательных и пожарных команд

Противопожарное подразделение аэропорта «Энтеббе» 03.11.2016 в 08.18 по радиосвязи получило от диспетчера УВД сообщение о визуальном наблюдении признаков пожара на ВС, находящемся на рулежной дорожке «А».

В 08.20 четыре расчета (Т13, Т14, Т15, Т16) противопожарного подразделения и машина скорой медицинской помощи убыли к месту происшествия.

По прибытию к ВС был обнаружен пожар двигателя № 1. Для ликвидации горения противопожарными расчетами в качестве огнетушащего вещества была использована вода.

Пожар был ликвидирован в 08.25.

Командир противопожарного подразделения в 08.35 дал команду трем расчетам на возвращение к месту дислокации. Противопожарный расчет Т16 сопровождал буксируемое ВС к месту стоянки.

2.8. Данные о травмированных пассажирах и членах экипажа

Травмированных нет.

2.9. Работы, проведенные комиссией.

Работы, проведенные комиссией:

изучены обстоятельства события;

взяты и проанализированы объяснительные записки экипажа и ИТС;

изучены записи в бортовом журнале ВС;

на аэродроме «Энтеббе» выполнен внешний осмотр ВС на предмет наличия механических и тепловых воздействий;

проведены работы по расшифровке и анализу ПИ со средств объективного контроля, записей переговоров членов экипажа и диспетчерских служб аэропорта «Энтеббе»;

выполнено пространственно-временное моделирование траектории движения ВС;

проведен анализ проб топлива и масла, слитых с баков ВС и двигателя после САИ, изучены документы, подтверждающие соответствие указанных образцов топлива и масла установленным стандартам.

На аэродроме «Энтеббе» произведен внешний осмотр двигателя с открытием капотов на предмет наличия тепловых и механических повреждений. В результате осмотра установлено, что внешние повреждения двигателя и агрегатов отсутствуют, следов течи топлива, масла, гидравлической жидкости не обнаружено. Следы возгорания, копоти, теплового перегрева в подкапотном пространстве отсутствуют. На сопле, входном направляющем аппарате, створках и обтекателях реверсивного устройства двигателя № 1 видимые тепловые повреждения отсутствуют. Обнаружены следы копоти.

После демонтажа двигателя № 1 и доставки его в АТБ ОАО «Авиакомпания Трансавиаэкспорт» проведен внешний осмотр отказавшего двигателя и осмотр его газовоздушного тракта с участием представителя завода-изготовителя двигателя.

В процессе внешнего осмотра двигателя видимых повреждений не обнаружено. Роторы высокого давления и низкого давления двигателя свободно провернуты вручную. При осмотре внутренней полости двигателя через свечные отверстия с помощью эндоскопа обнаружены копоть и сажа на жаровых трубах, рабочих лопатках и сопловых аппаратах всех видимых ступеней турбины. При этом тепловые повреждения установить не представилось возможным. Для выяснения причин падения оборотов двигатель направлен на исследование в ОАО «НПО «Сатурн».

По результатам осмотра составлен Акт оценки технического состояния от 23.11.2016 и проведена оценка возможных причин падения оборотов двигателя и нештатного попадания топлива в его газоздушный тракт с последующим возгоранием.

2.10. Дополнительная информация

2.10.1. Информация об организации и административной деятельности

ОАО «Авиакомпания Трансавиаэкспорт» зарегистрировано в Едином государственном реестре юридических лиц и индивидуальных предпринимателей № 100027245 01.12.2009 и имеет Сертификат эксплуатанта № 02, выданный Департаментом по авиации Министерства транспорта и коммуникаций Республики Беларусь от 03.05.2016 со сроком действия до 12.05.2017.

2.10.2. Бортовые самописцы

Самолет оборудован бортовыми параметрическими регистраторами МСРП-64-2 и КЗ-63 и бортовым магнитофоном МС-61. В результате САИ носители информации не повреждены. Бортовые самописцы располагались в штатных местах установки на борту ВС. Система МСРП-64-2 зарегистрировала информацию о полете в рабочем режиме. Разовых команд, указывающих на неисправную работу авиационной техники до возникновения особой ситуации, не зарегистрировано. Считывание и обработка информации с бортовых носителей информации и магнитофона произведена в соответствии с установленными процедурами.

2.10.3. Сведения из Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД

Признаки отказа двигателя

1. Пожар в гондоле двигателя.
2. Помпаж двигателя (резкий заброс температуры газов за турбиной сверх допустимой с возможным падением или «зависанием» числа оборотов, хлопки и тряска двигателя).
3. Быстрое падение оборотов роторов двигателя при неизменном положении РУД (самопроизвольный останов двигателя), кренение и разворот самолета в сторону отказавшего двигателя.
4. Загорание сигнального табло «Зам. ревер. открыт» или «Реверс включен».
5. Загорание сигнального табло «Опасная вибрация», увеличение виброскорости по указателю 65 мм/сек.

6. Загорание сигнальной лампы «Повышенная вибрация двигателя» с одновременным увеличением температуры газов за турбиной и падением оборотов роторов двигателя.

7. Перегрев гондолы двигателей (с самолета № 5606 и доработанных по бюллетеню).

8. Загорание сигнального табло «Стружка в масле».

9. Загорание сигнального табло «Мин. давл. масла», падение давления масла на входе в двигатель ниже допустимого значения.

10. Повышение температуры газов за турбиной сверх допустимой.

11. Загорание сигнального табло «Мин. давл. топл.»

Действия экипажа

На всех этапах полета при обнаружении одного из вышеуказанных признаков отказа, изложенных в пунктах 1 - 6, двигатель необходимо выключить.

Отказ двигателя на взлете

При отказе двигателя на разбеге при скорости, меньшей или равной V_1 прекратите взлет.

При отказе двигателя на разбеге при скорости, большей V_1 продолжайте взлет.

Примечание:

V_1 (приборная скорость принятия решения) – наибольшая скорость на разбеге, при которой в случае отказа критического двигателя возможно как безопасное прекращение взлета в пределах располагаемой длины ВПП, так и продолжение взлета.

Прекращение взлета

1. Удерживая самолет от разворота, переведите РУД всех двигателей на режим малого газа.

2. Отклоните штурвал «от себя».

3. Включите реверс тяги симметрично работающих двигателей.

4. Выпустите тормозные щитки и спойлеры на полный угол.

5. Используйте тормоза колес.

6. Выключите отказавший двигатель.

7. Выключите генератор отказавшего двигателя.

8. Выдерживайте направление движения отклонением педалей.

Обнаружение пожара и пожаротушение в гондолах двигателей.

Для обнаружения пожара в гондолах двигателей используется четыре комплекта систем ССП-2А. Комплект каждой системы состоит из исполнительного блока БИ-2АЮ, 18 датчиков ДПС-1АГ и 18 розеток ССП-2И-РМ.

При возникновении пожара системы ССП-2А выдают сигналы на включение световой и звуковой (речевой) сигнализации, на автоматическое включение огнетушителя первой очереди тушения пожара и в систему регистрации режимов полета.

В гондоле каждого двигателя установлено 18 датчиков обнаружения пожаров ДПС-1АГ: по четыре датчика на шпангоутах № 2, 4, 5 и шесть датчиков на шпангоуте № 3. Три датчика, соединенные последовательно, образуют группу. Каждая группа датчиков связана с исполнительным блоком БИ-2АЮ по двухпроводной схеме, проводка в гондолах выполнена с теплостойкой изоляцией (рис. 3). Система срабатывает при температуре 180 – 400°С (при скорости нарастания 2°С/с и одновременном нагреве трех датчиков).

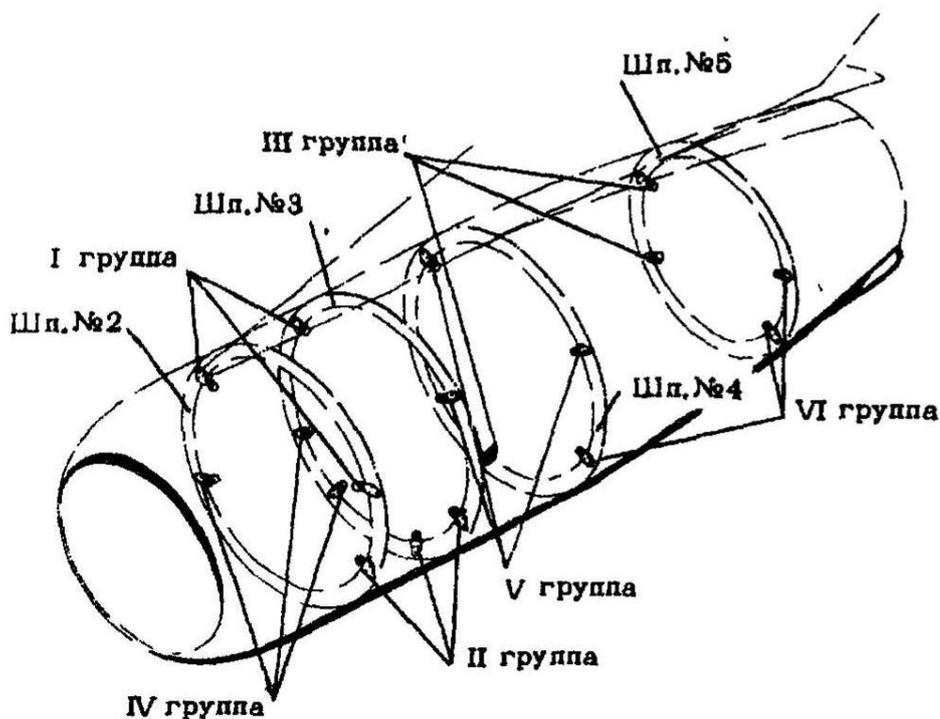


Рис. 3 Расположение датчиков обнаружения пожаров ДПС-1АГ

Система пожаротушения в гондолах двигателей включает три огнетушителя УБЦ-16-6 (первой, второй и третьей очереди пожаротушения), установленные в фюзеляже ВС, магистральные трубопроводы с обратными клапанами, распылительные коллекторы, установленные на двигателях, а также аппаратуру управления подачей огнегасящего состава. Соответственно числу гондол имеются четыре отдельные магистрали подачи огнегасящего состава. Каждая из магистралей подключена к огнетушителям УБЦ-16-6 первой, второй и третьей очередей пожаротушения через пироголовки.

Распылительный коллектор каждой гондолы состоит из четырех соединенных между собой колец, которые закреплены на корпусе первой ступени первого каскада компрессора, на переднем и заднем наружных кожухах камеры сгорания и на заднем фланце задней опоры.

При возникновении пожара в гондole двигателя системы ССП-2А подаются напряжение на обмотку реле автоматического включения огнетушителя первой очереди. Подается напряжение на пиропатроны огнетушителя УБЦ-16-7 первой очереди. Результат действия огнетушителя первой очереди контролируется по сигнализации в кабине. Если по истечении времени разрядки огнетушителя сигнализация указывает на продолжающийся пожар, производится ручное включение огнетушителя второй очереди. Если в результате разрядки огнетушителя второй очереди пожар также не был ликвидирован, производится ручное включение огнетушителя третьей очереди. В случаях необходимости огнетушитель первой очереди может быть включен вручную.

Порядок действий при ликвидации пожара на земле.

Порядок действий при срабатывании сигнализации о пожаре в гондole работающего на земле двигателя:

выключите двигатель;

закройте перекрывной (пожарный) топливный кран двигателя;

продублируйте включение огнетушителя первой очереди вручную, для чего установите переключатель управления подачей огнегасящего состава на панели управления и сигнализации противопожарной системы в верхнее положение;

если пожар не был ликвидирован огнетушителем первой очереди (не выключилась сигнализация о пожаре), установите переключатель управления подачей огнегасящего состава на панели управления и сигнализации противопожарной системы в положение второй очереди (вниз влево);

если пожар не был ликвидирован огнетушителями первой и второй очереди, установите переключатель на панели управления и сигнализации противопожарной системы в положение третьей очереди (вниз вправо);

после ликвидации пожара установите переключатель управления подачей огнегасящего состава в нейтральное положение;

одновременно с включением бортовых средств используйте для ликвидации пожара наземные противопожарные средства.

При визуальном обнаружении пожара в гондole работающего двигателя действуйте аналогично вышеизложенному порядку действий, начиная разрядку огнетушителей с ручного включения первой очереди установкой переключателя на панели управления и сигнализации противопожарной системы в верхнее положение.

2.10.4. Сведения из Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2.

2.10.4.1. Система топливопитания и автоматического управления двигателем.

Система топливопитания и автоматического управления двигателем состоит из:

системы низкого давления (подкачивающий топливный насос ДЦН44С-ПЗТ, датчик расходомера ДРТМС-10Т, топливо-масляный радиатор 4845Т, трубопроводы);

системы высокого давления (насос-регулятор НР-30КП, исполнительный механизм ИМТ-3, датчик приведенных оборотов ДПО-30КП, центробежный регулятор ЦР-1-30К, температурный датчик ТД-30К, регулятор направляющего аппарата РНА-30К, цилиндр направляющего аппарата ЦНА-30К, регулятор привода постоянных оборотов РППО-30КП, гидроцилиндры клапанов перепуска воздуха из-за V и VI ступеней второго каскада компрессора, гидроцилиндр распределительной заслонки отбора воздуха из-за VI или XI ступеней второго каскада компрессора, топливные фильтры, воздушные фильтры, топливные коллекторы; форсунки ФР-40ДС, трубопроводы);

системы всережимного предельного регулятора температуры газа за турбиной ВПРТ-44 (блок из 12 термодатчиков с коллектором соединительных проводов, компенсационная колодка, регулятор температуры РТ12-4М, датчик режимов ДР-4М2С, приемник температуры торможения воздуха на входе в двигатель П-69-2М, исполнительный топливный механизм);

дренажной системы (передний и задний дренажные бачки, трубопроводы);

датчиков параметров двигателя.

Система высокого давления совместно с системой низкого давления обеспечивает автоматическое регулирование количества подаваемого в двигатель топлива в зависимости от режима его работы и управляет положением регулируемых элементов узлов двигателя.

Система высокого давления обеспечивает управление работой двигателя на переходных и установившихся режимах, задаваемых положением РУД, по следующим законам:

на запуске двигателя при установке РУД на площадку «Малого газа» дозирование топлива в камеру сгорания осуществляется в зависимости от величины статического давления воздуха за вторым каскадом компрессора с коррекцией по давлению воздуха окружающей среды $G_T = f(P_K^*, P_{ВХ}^*)$;

на режиме «Малого газа» поддерживается постоянный, независимо от внешних условий, расход топлива в камеру сгорания $G_{Т\text{МГ}} = \text{const}$, при этом обороты ротора второго каскада компрессора ($n_{2\text{МГ}}$) изменяются с изменением температуры окружающей среды ($T_{\text{вх}}^*$);

на режимах от «Малого газа» до начала автоматической работы регулятора оборотов поддерживается постоянный, заданный положением РУД, расход топлива независимо от внешних условий $G_{Т} = f(\alpha_{\text{РУД}})$, т.е. для постоянного перепада давлений, поддерживаемого клапаном постоянного перепада (дифклапаном) на дроссельном кране, величина дозируемого топлива определяется только величиной проходного сечения дроссельного крана. При этом, обороты ротора второго каскада компрессора (n_2) изменяются с изменением температуры окружающей среды ($T_{\text{вх}}^*$);

на режимах от начала автоматической работы до «Взлетного», кроме режимов ограничения, поддерживаются постоянные, заданные положением РУД, обороты ротора второго каскада компрессора независимо от внешних условий $n_2 = f(\alpha_{\text{РУД}})$, при этом расход топлива ($G_{Т}$) изменяется с изменением внешних условий ($P_{\text{вх}}^*$, $T_{\text{вх}}^*$);

на режимах от «Малого газа» до режима «Максимальной обратной тяги», кроме режимов ограничения, поддерживается постоянный заданный положением РУД расход топлива независимо от внешних условий $G_{Т} = f(\alpha_{\text{РУД}})$, при этом режим «Максимальной обратной тяги» ограничивается по упору РУД.

Для защиты двигателя от чрезмерных нагрузок и перегревов в системе регулирования на режимах прямой и обратной тяги выполняется ограничение максимальных значений следующих параметров:

оборотов ротора второго каскада компрессора (n_2);

оборотов ротора первого каскада компрессора (n_1);

полного давления воздуха за вторым каскадом компрессора ($P_{\text{к}}^*$);

температуры газа за турбиной (T_4^*) осуществляется в зависимости от положения РУД в диапазоне режимов от «Взлетного» до «0,7 номинального» ($\alpha_{\text{РУД}}$) и заторможенной температуры воздуха на входе в двигатель ($T_{\text{вх}}^*$) $T_4^* = f(\alpha_{\text{РУД}}, T_{\text{вх}}^*)$. На режимах работы изделия ниже «0,7 номинального» величина ограничиваемой температуры газа за турбиной (T_4^*) корректируется только по температуре воздуха на входе в двигатель ($T_{\text{вх}}^*$) $T_4^* = f(T_{\text{вх}}^*)$.

Ограничение максимальных параметров осуществляется за счет уменьшения заданного регулятором по положению РУД количества подаваемого в двигатель топлива ($G_{Т}$).

Работа дренажной системы. Топливо, поступившее в дренажные бачки, через штуцеры, расположенные на крышках бачков, выжимается воздухом, отбираемым из канала наружного контура двигателя,

в трубопровод, идущий от центробежного суфлера, и по нему отводится на срез сопла в верхней части реверсивного устройства двигателя.

2.10.4.2. Насос-регулятор НР-30КП. Описание и работа.

Насос-регулятор НР-30КП предназначен для:

подачи топлива в камеру сгорания двигателя в соответствии с режимами его работы;

обеспечения подвода топлива к агрегатам топливной автоматики;

осуществления управление гидроцилиндром заслонки отбора воздуха;

выдачи сигнала на отключение воздушного стартера.

Насос-регулятор НР-30КП состоит из следующих узлов:

корпуса;

плунжерного насоса высокого давления;

топливного автомата запуска с высотным корректором;

клапана постоянного давления;

гидравлического датчика физических оборотов;

механизма отключения воздушного стартера;

механизма управления гидроцилиндром заслонки отбора воздуха;

фильтра тонкой очистки топлива;

регулятора расхода топлива;

распределительного клапана;

центробежного всережимного регулятора физических оборотов ротора второго каскада компрессора (n_2) с гидравлическим усилителем настройки режимов;

автомата приемистости;

механизма ограничения давления воздуха за компрессором (P_k);

механизма управления двигателем на режиме обратной тяге;

механизма останова двигателя;

клапана слива топлива.

Насос-регулятор НР-30КП имеет гидравлическую связь с самостоятельными агрегатами:

температурным датчиком ТД-30К (выдача гидравлического сигнала в систему регулирования, пропорционального измеренной температуре воздуха на входе в двигатель ($T_{вх}^*$));

датчиком приведенных оборотов ДПО-30КП (управление по приведенным оборотам шестью гидроцилиндрами клапанов перепуска воздуха из-за V и VI ступеней второго каскада компрессора в наружный контур двигателя и выдача в регулятор направляющего аппарата РНА-ЗСК давления, пропорционального квадрату приведенных оборотов ротора второго каскада компрессора ($n_{2пр}^2$));

центробежным регулятором ЦР-1-30К (ограничение максимальных оборотов ротора первого каскада компрессора (n_1));

исполнительным механизмом ИМТ-3 (перенастройка регулятора оборотов насоса-регулятора НР-30КП при ограничении максимальной температуры газа за турбиной (T_4^*)).

Топливный автомат запуска с высотным корректором предназначен для дозирования топлива, обеспечивающего автоматический запуск двигателя с выходом на режим «Малого газа» за оптимальное время.

При запуске двигателя регулирующий элемент насоса находится в положении максимальной подачи, при этом в двигатель может поступать топлива значительно больше потребного, что может вызвать заброс температуры газа перед турбиной (T_4^*). Во избежание этого в процессе запуска часть топлива, в зависимости от давления за вторым каскадом компрессора ($P_{к^*}$), перепускается на вход насоса топливным автоматом запуска для обеспечения допустимой температуры газа с одной стороны (много топлива в зоне горения) и надежного горения топливовоздушной смеси с другой стороны (мало топлива в зоне горения).

По мере набора двигателем оборотов и нарастания давления за вторым каскадом компрессора ($P_{к^*}$) золотник топливного автомата запуска постепенно уменьшает перепуск топлива на слив, обеспечивая заданную подачу топлива в двигатель, и начиная с режима, близкого к «Малому газу», остается все время закрытым.

На установившихся режимах топливный автомат запуска не работает. Для корректировки дозируемого расхода топлива по высоте в конструкции топливного автомата запуска предусмотрен высотный корректор. С подъемом на высоту топливный автомат запуска автоматически перенастраивается и обеспечивает необходимую подачу топлива при запуске двигателя в зависимости от высоты полета.

Гидравлический датчик физических оборотов предназначен для преобразования постоянного давления топлива в давление пропорциональное квадрату оборотов ротора второго каскада компрессора (n_2^2).

Механизм отключения воздушного стартера служит для выдачи электрического сигнала на отключение воздушного стартера по команде от гидравлического датчика физических оборотов (n_2).

Механизм управления гидроцилиндром распределительной заслонки отбора воздуха предназначен для управления положением заслонки отбора воздуха по команде от гидравлического датчика физических оборотов (n_2).

Регулятор расхода топлива предназначен для регулирования подачи топлива в двигатель на режимах до начала автоматической работы регулятора оборотов, центробежный регулятор оборотов предназначен для поддержания заданных положением РУД физических оборотов ротора второго каскада компрессора (n_2).

Поддержание заданного режима работы двигателя производится регулятором расхода топлива или регулятором оборотов ротора второго каскада компрессора. При числе оборотов ниже начала автоматической работы регулятора оборотов работают элементы регулятора расхода топлива. При числе оборотов выше начала автоматической работы регулятора работает регулятор оборотов, обеспечивая на каждом из режимов практически постоянное число оборотов при любых скоростях и высотах полета. Установка заданных значений оборотов ротора второго каскада компрессора (n_2) на режимах выше начала автоматической работы регулятора и расход топлива на режимах ниже начала автоматической работы регулятора производится РУД.

Замедление сброса оборотов осуществляется при резком переводе РУД со «Взлетного» или некоторого промежуточного режима в положение, соответствующее «Малому газу» в заданном темпе, определяемом пропускной способностью дроссельного пакета, с целью надежного горения топливовоздушной смеси.

Автомат приемистости предназначен для дозирования топлива при переходе с одного режима работы двигателя на другой при быстром перемещении РУД и при этом обеспечивает устойчивую работу двигателя с одной стороны и отсутствие недопустимых забросов температуры газов с другой стороны.

Механизм ограничения давления воздуха за компрессором ($P_{к*}$) предназначен для ограничения максимальной величины давления воздуха за вторым каскадом компрессора ($P_{к*}$) при температуре окружающей среды ниже $+23^{\circ}\text{C}$ с целью обеспечения прочности элементов газоздушного тракта двигателя.

Механизм останова двигателя предназначен для останова двигателя при перемещении рычага управления остановом в положение «Останов» или подаче электрического сигнала на электромеханизм аварийного останова.

Клапан слива топлива предназначен для слива топлива из коллекторов камеры сгорания в дренажный бачок при останове двигателя.

2.10.5. Испытания и исследования.

2.10.5.1. Исследование параметров работы авиационного двигателя.

Выполнен анализ параметров работы АД по картам замера его параметров при опробовании по полному графику в 2016 году и параметров работы АД за 10 полетов ВС перед авиационным событием по результатам объективного контроля.

Примечание:

Опробования АД по полному графику (с выходом на режим «Взлетный») в 2016 году выполнялось:

14.01.2016 после периодического ТО через 666 часов наработки по форме № 2 (коэффициенты 1, 2) (приложение к карте-наряду № 159 от 31.12.2015);

10.06.2016 после периодического ТО через 1000 часов наработки по форме № 3 (коэффициенты 1, 3) (приложение к карте-наряду № 165 от 01.06.2016).

Крайние 10 взлетов ВС перед авиационным событием выполнялись 21.10.2016, 24.10.2016, 25.10.2016, 27.10.2016, 28.10.2016, 29.10.2016, 31.10.2016, 01.11.2016, 02.11.2016 (2 взлета).

В таблице представлены следующие параметры работы АД:

T_H (°C) – температура окружающей среды;

p_H (мм. рт. ст.) – давление окружающей среды;

$n_{MГ(расч)}$ (%) – расчетные обороты ротора второго каскада компрессора АД на режиме «Малый газ»;

$n_{MГ}$ (%) – замеренные обороты ротора второго каскада компрессора АД на режиме «Малый газ»;

$n_{взл(расч)}$ (%) – расчетные обороты ротора второго каскада компрессора АД на режиме «Взлетный»;

$n_{взл}$ (%) – замеренные обороты ротора второго каскада компрессора АД на режиме «Взлетный».

Таблица 7

Параметры работы АД на режимах «Малый газ» и «Взлетный»

Дата	T_H , °C	p_H , мм. рт. ст.	$n_{MГ(расч)}$, %	$n_{MГ}$, %	$n_{взл(расч)}$, %	$n_{взл}$, %	$T_{взл}$, °C	Примечание
14.01.16	-05	736	60,7 ¹	61,7 ³	95,0 ⁵	95,4 ⁷	585	
10.06.16	+07	740	61,1 ¹	62,1 ³	96,9 ⁵	96,3 ⁷	620	
21.10.16	+21	664	65,0 ²	65,0 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	635	
24.10.16	+21	665	65,0 ²	65,0 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	640	
25.10.16	+22	663	65,1 ²	65,0 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	630	
27.10.16	+21	663	65,0 ²	65,0 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	635	
28.10.16	+19	665	65,0 ²	62,9 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	625	
29.10.16	+20	665	65,0 ²	62,5 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	625	
31.10.16	+22	664	65,1 ²	62,9 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	635	
01.11.16	+22	665	65,1 ²	58,3 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	630	На запуске $\alpha_{pвд} \neq const^9$
02.11.16	+19	663	65,0 ²	57,9 ⁴	98,7 ⁶	96,3 ⁸	635	На запуске $\alpha_{pвд} \neq const^9$
02.11.16	+28	665	65,4 ²	58,3 ⁴	98,7	96,8 ⁸	625	На запуске $\alpha_{pвд} \neq const^9$

Серым цветом окрашены ячейки с фактическими значениями параметров работы двигателя, выходящими за пределы допусков расчетных параметров работы.

В Руководстве по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД № 6706 и Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2 установлены следующие требования:

¹ – согласно пункту 2 (стр. 209) раздела 41-00 Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2 обороты «Малого газа» ротора второго каскада компрессора АД ($n_{\text{мг(расч)}}$) должны соответствовать графику фиг. 203 (стр. 206) раздела 41-00 вышеуказанной инструкции;

² – согласно раздела 6.1 Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД № 6706, переоборудованного для А/К «Трансавиаэкспорт» из самолета Ил-76МД № 6706 (Решение № 09-76Б/6706), расчетные обороты «Малого газа» ротора второго каскада компрессора АД ($n_{\text{мг(расч)}}$) определяются по графику фиг. 6.1-4а пункта 6.1.1 раздела 6.1 вышеуказанного руководства;

³ – согласно графику фиг. 203 (стр. 206) раздела 41-00 Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2 допуск на обороты «Малого газа» ротора второго каскада компрессора АД ($n_{\text{мг}}$) на прямой тяге составляет $\pm 1\%$ от расчётных ($n_{\text{мг(расч)}}$);

⁴ – согласно графику фиг. 6.1-4а пункта 6.1.1 раздела 6.1 Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД № 6706, переоборудованного для А/К «Трансавиаэкспорт» из самолета Ил-76МД № 6706 (Решение № 09-76Б/6706), допуск на обороты «Малого газа» ротора второго каскада компрессора АД ($n_{\text{мг}}$) на прямой тяге составляет $\pm 1\%$ от расчётных ($n_{\text{мг(расч)}}$);

⁵ – согласно пункту 6 (стр. 222) раздела 41-00 Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2 при работе на режиме «Взлетный» обороты ротора второго каскада компрессора АД ($n_{\text{взл(расч)}}$) должны соответствовать величинам, указанным на графике фиг. 207 (стр. 213) раздела 41-00 вышеуказанной инструкции;

⁶ – согласно разделу 6.1 Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД № 6706, переоборудованного для А/К «Трансавиаэкспорт» из самолета Ил-76МД № 6706 (Решение № 09-76Б/6706), при работе на режиме «Взлетный» расчетные обороты ротора второго каскада компрессора АД ($n_{\text{взл(расч)}}$) определяются по графику фиг. 6.1-3а пункта 6.1.1 раздела 6.1 вышеуказанного руководства;

⁷ – согласно графику фиг. 207 (стр. 213) раздела 41-00 Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2 при работе на режиме «Взлетный» для зоны ограничения по давлению воздуха $P_{\text{к}}^*$ обороты ротора второго каскада компрессора двигателя ($n_{\text{взл}}$) должны составлять ($n_{\text{взл(расч)}} + 1-0,5\%$).

⁸ – согласно фиг. 6.1-3а подпункта 6.1.1 пункта 6.1 Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД № 6706, переоборудованного для А/К «Трансавиаэкспорт» из самолета Ил-76МД № 6706 (Решение № 09-76Б/6706), при работе на режиме «Взлетный» для зоны ограничения по гидросилителю обороты ротора второго каскада компрессора двигателя ($n_{\text{взл}}$) должны составлять ($n_{\text{взл(расч)}} \pm 0,5\%$);

⁹ – согласно пункту 1 абзаца «Предупреждение» подпункта Г (14) пункта 6.1.1 раздела 6.1 Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД № 6706, переоборудованного для А/К «Трансавиаэкспорт» из самолета Ил-76МД № 6706 (Решение № 09-76Б/6706), запрещается при запуске производить ручную корректировку расхода топлива путем изменения положения РУД.

Время запуска двигателя при его опробовании по полному графику составило: 14.01.2016 – 36,0 с, 10.06.2016 – 37,0 с; время запуска двигателя при выполнении полетов ВС составило 21.10.2016 – 44,3 с, 24.10.2016 – 36,6 с, 25.10.2016 – 45,9 с, 27.10.2016 – 37,5 с, указанные параметры соответствует ТУ. В процессе выполнения запуска АД № 1 при выполнении полетов ВС 28.10.16, 29.10.16, 31.10.16, 01.11.16, 02.11.16 (2 запуска), производилась корректировка положения РУД АД № 1, поэтому оценить обороты малого газа и время запуска на предмет соответствия расчетным параметрам для данных атмосферных условий и при нахождении РУД на площадке малого газа не представляется возможным.

На основании вышеизложенного выявлены следующие нарушения (несоответствия) требований эксплуатационной документации ВС и АД:

при выполнении 3-х запусков АД перед авиационным событием (01.11.2016 и 02.11.2016 (2 взлета)) производилась ручная корректировка расхода топлива путем изменения положения РУД в нарушение требований пункта 1 абзаца «Предупреждение» подпункта Г (14) пункта 6.1.1 раздела 6.1 Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД № 6706, переоборудованного для А/К «Трансавиаэкспорт» из самолета Ил-76МД № 6706 (Решение № 09-76Б/6706);

при выполнении 5-ти предшествующих полетов ВС перед авиационным событием (28.10.2016, 29.10.2016, 31.10.2016, 01.11.2016 и 02.11.2016 (2 полета)) обороты ротора второго каскада компрессора АД на режиме «Малый газ» не соответствовали расчетным оборотам ротора второго каскада компрессора АД на режиме «Малый газ» для данных атмосферных условий согласно подпункту 6.1.1 пункта 6.1 Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД № 6706, переоборудованного для А/К «Трансавиаэкспорт» из самолета Ил-76МД № 6706 (Решение № 09-76Б/6706);

при опробовании АД по полному графику 10.06.2016 и при выполнении 10-ти полетов ВС (21.10.2016, 24.10.2016, 25.10.2016, 27.10.2016, 28.10.2016, 29.10.2016, 31.10.2016, 01.11.2016 и 02.11.2016 (2 взлета)), предшествующих авиационному событию, обороты ротора второго каскада компрессора АД на режиме «Взлетный» не соответствовали расчетным оборотам ротора второго каскада компрессора АД на режиме «Взлетный» для данных атмосферных условий, что является нарушением требований раздела 41-00 (стр. 213) Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2.

2.10.5.2. Исследование топлива авиационного (для реактивных двигателей).

Пробы топлива авиационного (для реактивных двигателей) 24.11.2016 направлены в лабораторию горюче-смазочных материалов топливозаправочного комплекса ОАО «Авиакомпания «Белавиа» в соответствии с Актом на отбор проб авиаГСМ от 13.11.2016.

На основании Аттестата аккредитации № ВУ/112 1.0360, выданного лаборатории горюче-смазочных материалов топливозаправочного комплекса ОАО «Авиакомпания «Белавиа», согласно протоколам испытаний № 66 от 24 ноября 2016 г. и № 68 от 24 ноября 2016 г. выполнены испытания регистрационных проб № 1624 (проба № 1 согласно вышеуказанному акту) и № 1626 (проба № 3 согласно вышеуказанному акту) и получены следующие результаты испытаний проб топлива:

Таблица 8

Наименование испытания	Результаты испытаний № 1624 (проба № 1)	Результаты испытаний № 1626 (проба № 3)	Нормы для топлива РТ ¹	Нормы для топлива Jet A-1 ^{2,6}	Примечание
1. Плотность при 20°C, кг/м ³	790,8	790,6	>775	775,0–840,0	соотв.
2. Фракционный состав:					
а) Т начала перегонки, °С	153,0	150,0	135–155	–	соотв.
б) 10% отгоняется при Т, °С	167,5	167,5	<175	<205	соотв.
в) 50% отгоняется при Т, °С	189,0	189,0	<225	–	соотв.
г) 90% отгоняется при Т, °С	221,0	220,0	<270	<300	соотв.
д) 98% отгоняется при Т, °С	247,5	244,5	<280	–	соотв.
е) остаток от разгонки, %	1,0	1,0	<1,5	<1,5	соотв.
ж) потери от разгонки, %	0,5	0,5	<1,5	<1,5	соотв.
3. Кинематическая вязкость при 20°C, кг/м ³	1,465	1,468	>1,25	–	соотв.
4. Кислотность, мг КОН/100 см ³ топлива	0,17	0,17	0,2–0,7	<0,1	соотв.
5. Т вспышки, определяемая					

Наименование испытания	Результаты испытаний № 1624 (проба № 1)	Результаты испытаний № 1626 (проба № 3)	Нормы для топлива РТ ¹	Нормы для топлива Jet A-1 ^{2,6}	Примечание
в закрытом тигле, °С	41	41	>28	>38	соотв.
6. Концентрация фактических смол, мг/100 см ³ топлива	1,0	1,0	<4	<7	соотв.
7. Содержание водорастворимых кислот и щелочей	отсут.	отсут.	отсут.	–	соотв.
8. Содержание воды	отсут.	отсут.	отсут.	отсут.	соотв.
9. Взаимодействие с водой, балл:					
а) состояние поверхности раздела	1	1	1	1	соотв.
б) состояние разделенных фаз	1	1	1	1	соотв.
10. Содержание механических примесей	присут. ^{3,6}	присут. ^{3,6}	отсут. ^{3,6}	отсут. ^{4,5,6}	соотв., допускается наличие примесей до 0,0003% ³

¹ – физико-химические и эксплуатационные показатели топлива марки РТ согласно Межгосударственному стандарту ГОСТ 10227-86 «Топлива для реактивных двигателей. Технические условия» с редакциями изм. 1, 2, 3, принятому Госстандартом Республики Беларусь;

² – физико-химические и эксплуатационные показатели топлива марки Jet A-1 согласно Межгосударственному стандарту ГОСТ 32595-2013 «Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet A-1). Технические условия», не принятому Госстандартом Республики Беларусь;

³ – согласно подпункту 4.5 пункта 4 ГОСТ 10227-86 «Топлива для реактивных двигателей. Технические условия» топливо, налитое в стеклянный цилиндр диаметром 40-55 мм, при рассмотрении его в проходящем свете должно быть прозрачным и не содержать взвешенных и осевших на дно цилиндра механических примесей и воды, при возникновении разногласий при оценке качества топлива РТ по механическим примесям анализ должен проводиться по ГОСТ 10577-78 при этом массовая доля механических примесей в топливе не должна превышать 0,0003%.

⁴ – согласно Межгосударственному стандарту ГОСТ 32401-2013 «Топлива авиационные. Метод определения механических примесей», принятому Госстандартом Республики Беларусь, Государственному

стандарту Республики Беларусь СТБ 1634-2006 «Топлива дистиллятные. Определение свободной воды и механических примесей визуальным методом (АСТМ Д 4176-04, IDT)»;

⁵ – согласно пункту 3 приложения к таблице 1 Межгосударственного стандарта ГОСТ 32595-2013 «Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet A-1). Технические условия» содержание в топливе механических примесей определяют на месте его производства;

⁶ – произведена проверка на степень загрязненности фильтроэлементов 8Д5.886.528-1 фильтропакетов 350.003В на степень загрязненности прибором ПКФ с составлением Технического акта от 14.12.2016, время заполнения жидкостью АМГ-10, при температуре +20°С составляет: № 8811441 – 2,5 с, № 8946528 – 2,8 с;

Примечание:

– согласно пункту 14 (стр. 202) раздела 41-30-2 главы 41 части 41 Инструкции по технической эксплуатации двигателя Д-30КП-2 при проверке фильтроэлемента прибором ПКФ – время заполнения при температуре жидкости АМГ-10 +20°С должно быть не более 4 с. При получении времени заполнения равного или меньше этой величины фильтроэлемент считается чистым.

⁶ – согласно DELIVERY RECEIPT № 177885 (Заправочное требование № 177885) ВС заправлено 02.11.2016 в Международном аэропорту «Энтеббе» (Республика Уганда) топливом Jet A-1.

Примечание:

^{1, 2} – согласно Временному изменению № 148(2) Руководства по летной эксплуатации самолета на Ил-76ТД(Т) применяются следующие марки топлив:

РТ (Межгосударственный стандарт ГОСТ 10227-86);

РТ (Спецификация БДС 15636-83, Болгария);

Jet A-1 (Спецификации DEF STAN 91-91);

Jet A-1 (Спецификация STAS 3754-77, Румыния).

Разрешается смешение вышеуказанных топлив в любых пропорциях.

На пробы топлива авиационного предоставлена следующая документация Международного аэропорта «Энтеббе» (Республика Уганда):

DELIVERY RECEIPT № 177885 (Заправочное требование № 177885), выданный Total Uganda Limited в Международном аэропорту «Энтеббе» (Республика Уганда) 02.11.2016 на заправку самолета Ил-76ТД, государственный регистрационный знак EW-78843;

TANK RELEASE CERTIFICATE E16-1929-ТК04 tank No. 04 (Заправочный сертификат E16-1929-ТК04 резервуара № 04) от 31.10.2016 с контролем качества 30.10.2016 в 16.00.

В результате проведенных испытаний установлено, что физико-химические и эксплуатационные показатели проб топлива авиационного (для реактивных двигателей) соответствуют нормам для топлива РТ (ВС заправляется в топливозаправочном комплексе ОАО «Авиакомпания «Белавиа») и топлива Jet A-1 (ВС заправляется в Международном аэропорту «Энтеббе»), разрешенными к применению Руководством по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД(Т).

2.10.5.3. Исследование масла авиационного.

Пробы масла авиационного МС-8П 24.11.2016 направлены в лабораторию горюче-смазочных материалов топливозаправочного комплекса ОАО «Авиакомпания «Белавиа» в соответствии с Актом на отбор проб авиаГСМ от 13.11.2016.

На основании Аттестата аккредитации № ВУ/112 1.0360, выданного лаборатории горюче-смазочных материалов топливозаправочного комплекса ОАО «Авиакомпания «Белавиа», согласно протоколам испытаний № 67 от 25 ноября 2016 г. и № 69 от 24 ноября 2016 г. выполнены испытания регистрационных проб № 1625 (проба № 2 согласно Акту) и № 1627 (проба № 4 согласно Акту) и получены следующие результаты испытаний:

Таблица 9

Наименование испытания	Результаты испытаний № 1625 (проба № 2)	Результаты испытаний № 1627 (проба № 4)	Нормы для масла авиационного МС-8П ¹	Примечание
1. Кинематическая вязкость при 50°C, мм ² /с	9,245	9,165	>8,0	соотв.
2. Температура вспышки, определяемая в закрытом тигле, °С	168	171	>145	соотв.
3. Кислотное число, мг КОН на 1 г масла	0,01	0,02145	<0,03	соотв.
4. Содержание водорастворимых кислот и щелочей	отсут.	отсут.	отсут.	соотв.
5. Содержание воды	отсут.	отсут.	отсут.	соотв.
6. Содержание механических примесей	отсут.	отсут.	отсут.	соотв.
7. Плотность при 20°C, г/см ³	0,8521	0,8533	<0,8784	соотв.

¹ – согласно нормам, определенным в ОСТ 38.01163-78 с изменениями 1-10.

Примечание:

Согласно Временному изменению № 148(2) Руководства по летной эксплуатации самолета на Ил-76ТД(Т) применяются следующие марки масел:

МС-8П (ОСТ 38.01163-78);

МС-8РК (ТУ 38011181-88);

АVI-8А (Спецификация CS-132/83, Румыния);

НР-8 (Китай);

Turboyncoil 321(Франция);

Mobil Turbo 319А (Спецификация MIL-L-7808К).

На пробы масла авиационного предоставлена следующая документация:

Сертификат соответствия № РОСС RU. НХ06.Н01622 № 0862535 со сроком действия до 28.02.2017, выданный Центром сертификации авиационных горюче-смазочных материалов и спецжидкостей ФГУП ГосНИИ ГА изготовителю масла авиационного МС-8П (ОСТ 38.01163-78) ОАО «Квалитет-Авиа» на серийный выпуск;

Паспорт № 6 ОАО «Квалитет-Авиа» на масло авиационное МС-8П ОСТ 38.01163-78 с изменениями 1-10 (проба для испытаний отобрана 01.10.2014, гарантийный срок хранения – 5 лет).

В результате проведенных испытаний установлено, что физико-химические и эксплуатационные показатели проб масла авиационного соответствуют нормам, определенным в ОСТ 38.01163-78 с изменениями 1-10 для масла авиационного МС-8П, разрешенного к применению Руководством по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД(Т).

2.10.5.4. Исследование агрегата НР-30КП двигателя № 1.

Двигатель № 1 направлен для выполнения исследования на предприятие-изготовитель – ПАО «НПО «Сатурн» (г. Рыбинск). При исследовании двигателя № 1 выявлен обрыв приводной рессоры агрегата НР-30КП.

Агрегат НР-30КП двигателя № 1 из ПАО «НПО «Сатурн» направлен для исследования на предприятие-изготовитель агрегата – АО «ОДК-СТАР» (г. Пермь). В процессе исследований в АО «ОДК-СТАР» зафиксировано наличие цветов побежалости на сферах плунжеров и подпятников качающего узла.

3. Анализ

В ходе расследования комиссия отработала версии причин САИ по основным группам:

внешние воздействия на ВС;

влияние человеческого фактора, связанного с ошибкой в эксплуатации двигателя и действий при возникновении аварийной ситуации на взлете;

отказ авиационной техники.

3.1. Версия внешнего воздействия на воздушное судно.

В результате анализа метеорологической и орнитологической обстановки установлено, что метеорологические и орнитологические условия влияния на исход полета не оказали и не являются причиной данного САИ.

После буксировки ВС к месту стоянки в аэропорту «Энтеббе» ИТП ОАО «Авиакомпания Трансавиаэкспорт» выполнен визуальный осмотр ВС на целостность конструкции. В результате осмотра повреждений не обнаружено.

Версия отклонена.

3.2. Версия влияния человеческого фактора, связанного с ошибкой в эксплуатации двигателя и действий при возникновении аварийной ситуации на взлете.

На основании проведенных работ, анализа технической документации, объяснений членов экипажа, результатов расшифровки полетной и речевой информации, записей переговоров членов экипажа с диспетчером УВД комиссия провела анализ развития события и оценила правильность и своевременность действий экипажа.

Экипаж самолета Ил-76ТД, государственный регистрационный знак EW-78843, выполнял рейс UNO-049Н по маршруту аэродром «Энтеббе» – площадка десантирования «Ниан Пол» – аэродром «Энтеббе».

Профессиональная подготовка всех членов экипажа соответствовала характеру выполняемого задания.

Согласно сводной загрузочной ведомости взлетная масса ВС, составила 170461 кг, центровка – 28,9% САХ, масса перевозимого груза – 30000 кг. Данные значения находятся в пределах ограничений, установленных РЛЭ.

Запуск двигателей ВС производился на месте стоянки в аэропорту «Энтеббе» 03.11.2016 в период с 07.54 до 07.58 при температуре наружного воздуха $T_n = +21^\circ\text{C}$ и атмосферном давлении QFE 886 гПа (664,6 мм.рт.ст). Запуск двигателей производился в последовательности

№ 2→№ 3→№ 4→№ 1. Процесс запуска двигателей № 2, № 3 и № 4 происходил без отклонений в соответствии с РЛЭ.

По материалам ПИ установлено, что в процессе запуска двигателя № 1 наблюдался пологий градиент роста оборотов. С целью исключить «зависание» оборотов второго каскада компрессора двигателя № 1 производились знакопеременные манипуляции РУД двигателя № 1.

По материалам ПИ также установлено, что во время запуска двигателя № 1 01.11.2016, 02.11.2016 (всего три запуска) экипаж производил знакопеременные манипуляции РУД двигателя № 1 и после выхода двигателя № 1 на режим «Малого газа», РУД данного двигателя находился в положении выше площадки «Малый газ».

Примечание:

Согласно требованиям раздела «Запуск двигателя» РЛЭ при запуске запрещается производить ручную корректировку расхода топлива путем изменения положения РУД.

Максимальная температура выходящих газов в процессе запуска двигателя составила $T_r = 460^\circ\text{C}$, при максимально допустимой $T_{r\text{max}} = 550^\circ\text{C}$, обороты второго каскада двигателя № 1 составили $n_{\text{мг}} = 62,5\%$, при расчетных оборотах малого газа для условий аэродрома «Энтеббе» $n_{\text{мг(расч)}} = 65\%$, что не соответствует ТУ (допуск $\pm 1\%$). Для включения генератора переменного тока и поддержания оборотов двигателя в соответствии с расчетными оборотами «Малого газа» потребовалось изменение положения РУД двигателя с 0° до 11° .

После выхода двигателей на режим «Малого газа» был произведен их прогрев на данном режиме в течение более 2 мин.

Руление ВС на ВПП 17 проводилось в основном на режиме «Малого газа».

В период с 08.05.20 до 08.06.40 проводился прогрев двигателей на режиме «0,7 номинального». После получения разрешения на взлет от диспетчера УВД аэродрома «Энтеббе» в 08.06.53 все двигатели были выведены на «Взлетный режим», при этом обороты ротора второго каскада двигателя ($n_{\text{взл}}$) и температура выходных газов двигателей за турбиной ($T_{\text{взл}}$) составили:

двигателя № 1 – $n_{\text{взл1}} - 94,9\%$ и $T_{\text{взл1}} - 571^\circ\text{C}$;

двигателя № 2 – $n_{\text{взл2}} - 97,0\%$ и $T_{\text{взл2}} - 620^\circ\text{C}$;

двигателя № 3 – $n_{\text{взл3}} - 95,9\%$ и $T_{\text{взл3}} - 590^\circ\text{C}$;

двигателя № 4 – $n_{\text{взл4}} - 97,0\%$ и $T_{\text{взл4}} - 630^\circ\text{C}$.

Данные параметры работы двигателей соответствуют параметрам, рассчитанным для метеорологических условий аэродрома «Энтеббе»

(температура наружного воздуха $T_n = +21^\circ\text{C}$ и атмосферное давление QFE 886 гПа ($p_n = 664,5$ мм.рт.ст)).

На начальном этапе разбега ВС наблюдалось падение оборотов второго каскада двигателя №1 с 94,8% до 91,3%, что привело к появлению дисбаланса тяг двигателей и необходимости поворота колес носовой ноги и руля направления вправо с помощью педалей для удерживания ВС на курсе взлета.

По средствам ПИ выявлено следующее:

в период с 08.06.54 до 08.07.08 регистрировалась просадка оборотов второго каскада двигателя до 91,3%;

в период с 08.07.17 в течение приблизительно 1,6 с на расстоянии примерно 500 м от торца ВПП 17 наблюдалось резкое самопроизвольное падение оборотов второго каскада двигателя №1 до 76,8% при неизменном положении РУД. Скорость ВС при разбеге в этот момент составляла 95 км/ч. Падение оборотов второго каскада двигателя №1 привело к уменьшению тяги двигателя и к возникновению разворачивающего момента влево, в результате чего ВС вышло за пределы ВПП на грунт на расстояние примерно 32 м от левой границы ВПП 17 (схема 2);

в период с 08.07.18 до 08.07.21 РУДы всех двигателей были переведены из положения «Взлетный режим» в положение «Малый газ»;

в 08.07.21,5 фиксировались обороты второго каскада двигателя №1 68,2%, далее обороты уменьшились до 65,4%, что соответствовало режиму «Малого газа».

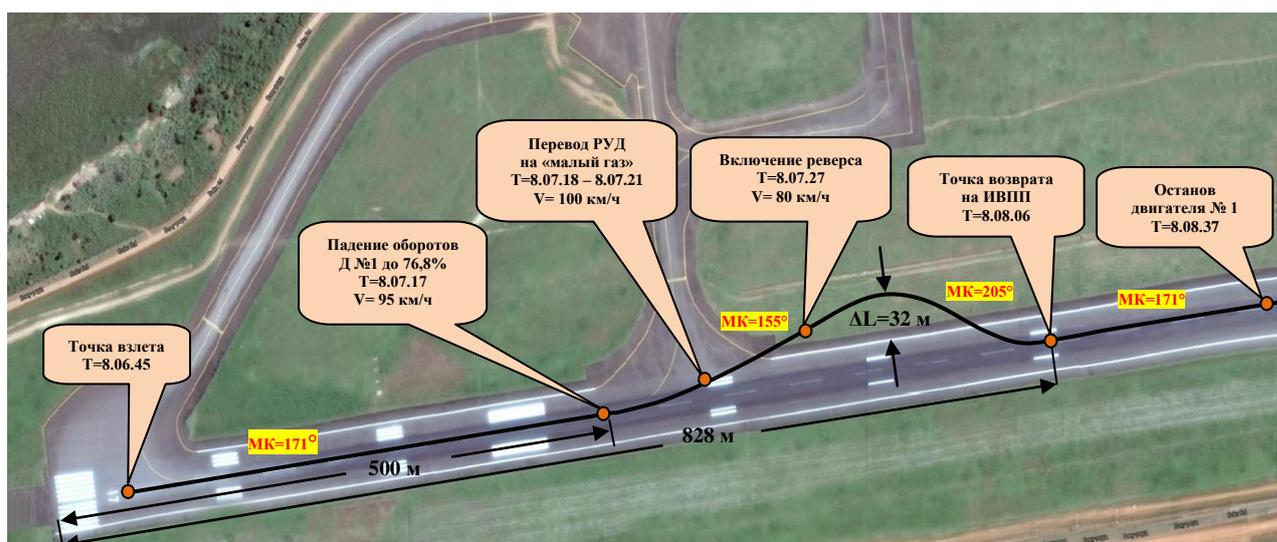


Схема 2. Последовательность развития САИ

По материалам расшифровки ПИ наблюдалось уменьшение скорости ВС до 80 км/ч (приборную скорость ниже 80 км/ч МСРП-64 не

регистрирует) и отклонение траектории движения ВС от взлетного курса (МК = 171°) влево до МК = 155° в течении 7 с. При этом движение ВС вне ВПП происходило частично по РД, примыкающей к ВПП слева и далее до выхода на ВПП по дуге с пересечением уплотненного травяного покрова летного поля. В зоне движения ВС повреждений светосигнального оборудования летного поля не обнаружено. При этом значения вертикальной и боковой перегрузки (по данным расшифровки МСРП-64) составили 1,14 и 0,20 единицы соответственно, что не выходит за пределы установленных ограничений.

По материалам ПИ в 08.07.27 зарегистрированы разовые команды «Реверс двигателя 1» и «Реверс двигателя 4». При включении реверса двигателя № 1 обороты второго каскада двигателя № 1 не превышали 65%, что не соответствует расчетным оборотам максимального реверса 92,5%. Далее в 08.07.29 экипажем включены реверсы двигателей № 2 и № 3, что привело к дальнейшему уменьшению скорости движения ВС.

Примечание:

Согласно требованиям раздела «Отказ двигателя на взлете» РЛЭ для прекращения взлета необходимо включать реверс тяги симметрично работающим двигателям.

Использование реверса четырех двигателей было обусловлено необходимостью скорейшего замедления движения ВС на грунте (МК = 155°) для исключения попадания ВС в мелиоративную канаву глубиной около 70 см, проходящую параллельно ВПП 17 на расстоянии приблизительно 50-60 м от левого края ВПП 17.

Из-за недостаточной тяги реверса двигателя № 1 возник разворачивающий момент вправо, который способствовал изменению направления движения ВС в сторону ВПП 17. Начиная с 08.07.31 до 08.07.40 МК увеличился со 155° до 205° и в течение 13 с ВС находилось на данном курсе. С 08.07.53 до 08.08.05 МК изменялся с 205° до 170°, что свидетельствует о возврате ВС на ВПП 17 (расстояние от торца ВПП составило приблизительно 828 м).

При движении ВС по ВПП 17 в 08.08.30 наблюдалось снижение оборотов второго каскада двигателя № 1 до значений ниже оборотов расчетного режима «Малого газа».

В 08.08.37 экипаж произвел выключение двигателя № 1 рычагом останова двигателя, что подтверждается регистрацией разовой команды «Останов двигателя № 1».

В дальнейшем за 152 с произошло уменьшение температуры газов за турбиной двигателя № 1 до 295°C. Затем в течение 256 с температура

газов начала линейно расти до 546°C со средней скоростью около 1,3°C/с, что предположительно указывало о развитии горения в двигателе № 1.

Экипаж в 08.11.00 освободил ВПП17 по РД «А», где произвел остановку ВС для осмотра. В результате визуального осмотра ИТП обнаружил задымление двигателя № 1 и языки пламени в районе выходного сопла. При этом сигнализация о пожаре в кабине экипажа отсутствовала. Экипаж закрыл перекрывной (пожарный) топливный кран двигателя № 1, последовательно применил первую, вторую и третью очереди противопожарной системы, но предпринятые действия не привели к ликвидации пожара. В 08.15.35 экипаж выключил двигатели № 2, № 3 и № 4, обесточил ВС, через диспетчера УВД аэродрома «Энтеббе» вызвал противопожарную команду и произвел покидание ВС через входную дверь.

В 08.20.00 четыре расчета противопожарного подразделения и машина скорой медицинской помощи убыли к месту происшествия. Для ликвидации горения противопожарными расчетами в качестве огнегасящего состава была использована вода. Пожар был ликвидирован в 08.25.00. Далее ВС в сопровождении противопожарного расчета было отбуксировано к месту стоянки. Находившийся на борту авиационный персонал не пострадал.

При проведении первоначального внешнего осмотра элементов ВС и двигателей после авиационного события на предмет наличия механических и тепловых повреждений, внешних повреждений элементов конструкции, агрегатов и трубопроводов двигателя № 1, течи топлива, масла, гидравлической жидкости выявлено не было, о чем комиссией ОАО «Авиакомпания Трансавиаэкспорт» был составлен Технический акт осмотра ВС от 03.11.2016. На элементах выхлопного сопла двигателя, створках и обтекателях реверсивного устройства обнаружено наличие следов копоти, что свидетельствует о локализации места возгорания внутри двигателя № 1, о чем был составлен Технический акт осмотра двигателя № 1 от 04.11.2016.

В результате проведенного анализа установлено, что при возникновении нештатной ситуации в процессе выполнения взлета и ликвидации пожара двигателя экипаж ВС выполнил действия в соответствии с требованиями РЛЭ Ил-76ТД.

Действия экипажа в процессе запуска двигателя № 1 03.11.2016 выполнены с нарушением требований раздела «Запуск двигателя» РЛЭ Ил-76ТД.

Экипаж при выполнении трех предыдущих полетов до возникновения САИ, а также при выполнении полета 03.11.2016 в процессе запуска двигателя № 1, контролируя параметры запуска отличные от заданных, действуя в нарушение требований РЛЭ, не принял

решение на прекращение эксплуатации двигателя № 1 до выяснения причин.

3.3. Версия отказа авиационной техники

На основании анализа результатов расшифровки ПИ и информации экипажа и ИТП, исследований авиационной техники, испытаний авиаГСМ и изучения эксплуатационной документации комиссия провела анализ работоспособности и исправности АД.

Выполнено исследование параметров работы АД при выполнении взлета:

при запуске АД имел место медленный рост оборотов ротора второго каскада (для исключения «зависания» оборотов ротора производилась ручная корректировка расхода топлива путем изменения положения РУД во время запуска в нарушение требований РЛЭ);

после запуска на режиме «Малого газа» в положении РУД на площадке «Малого газа» обороты ротора второго каскада не соответствовали расчетным оборотам ротора второго каскада режима «Малый газ» для данных атмосферных условий (с целью увеличения оборотов ротора второго каскада до оборотов режима «Малый газ» (для подключения генератора переменного тока) производилось перемещение РУД выше площадки «Малый газ»).

По результатам испытаний авиаГСМ установлено, что:

физико-химические и эксплуатационные показатели проб топлива авиационного соответствуют нормам для топлива РТ (ВС заправляется в топливозаправочном комплексе ОАО «Авиакомпания «Белавиа») и топлива Jet A-1 (ВС заправляется в Международном аэропорту «Энтеббе»), разрешенными к применению РЛЭ;

физико-химические и эксплуатационные показатели проб масла авиационного соответствуют нормам для масла авиационного МС-8П, разрешенного к применению РЛЭ.

На аэродроме «Энтеббе» ИТП ОАО «Авиакомпания Трансавиаэкспорт» выполнен демонтаж АД с ВС. АД направлен для выполнения исследования на предприятие-изготовитель АД – в ПАО «НПО «Сатурн» (г. Рыбинск). При выполнении исследования выявлен срез приводной рессоры агрегата НР-30КП.

Агрегат НР-30КП ПАО «НПО «Сатурн» направлен для выполнения исследования на предприятие-изготовитель агрегата – АО «ОДК-СТАР» (г. Пермь). После разборки агрегата выявлено наличие цветов побежалости на сферах плунжеров и подпятников качающего узла. Причина указанных дефектов будет установлена после завершения исследования и предоставления заключения предприятием-изготовителем агрегата АО «ОДК-СТАР».

По наличию цветов побежалости на качающем узле агрегата НР-30КП можно сделать вывод о нештатной работе топливной автоматики АД (при выполнении 3-х взлетов, предшествующих САИ, медленный рост оборотов ротора второго каскада при запуске и несоответствие оборотов ротора второго каскада расчетным оборотам) и в итоге – о его отказе (срез рессоры приводного вала качающего узла агрегата НР-30КП при выполнении взлета, приведшего к САИ).

По данным расшифровки ПИ срез рессоры приводного вала предположительно произошел в 5.08.25 до перевода РОД в положение «Останов» в 5.08.32. При переводе РОД в положение «Останов» топливо должно было слиться через клапан слива топлива на НР-30КП из контуров форсунок в передний дренажный бачок, однако к этому времени агрегат был неработоспособен. Наличие топлива в контурах подачи топлива к форсункам при горячей камере сгорания привело к его воспламенению в АД.

На основании вышеизложенного можно сделать вывод о том, что пожар в АД произошел по причине отказа агрегата НР-30КП, что привело к самовоспламенению топлива в горячей камере сгорания АД.

4. Заключение

Причиной серьезного авиационного инцидента с самолетом Ил-76ТД, государственный регистрационный знак EW-78843, явился отказ агрегата НР-30КП.

Способствующим фактором явилось:

невыполнение экипажем требований раздела «Запуск двигателя» Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД, выразившееся в ручной корректировке расхода топлива путем перемещения рычага управления двигателем № 1 и принятие решения на выполнение полета без выяснения причин нештатной работы двигателя № 1 на запуске.

5. Рекомендации по обеспечению безопасности полетов

5.1. Авиационным организациям, эксплуатирующим самолеты Ил-76Т(ТД), организовать изучение с летным составом и инженерно-техническим персоналом обстоятельств и причин данного серьезного авиационного инцидента.

5.2. Авиационным организациям, эксплуатирующим самолеты Ил-76Т(ТД), организовать повторное изучение с летным составом и инженерно-техническим персоналом требований Руководства по летной эксплуатации Ил-76Т(ТД) и Инструкции по технической эксплуатации

двигателя Д-30КП-2 при запуске, по контролю и оценке параметров работы авиационных двигателей и выполнению на них регулировочных работ.

5.3. Открытому акционерному обществу «Авиакомпания Трансавиаэкспорт» заключить договор (контракт) на технологическое сопровождение эксплуатации авиационных двигателей типа Д-30КП с публичным акционерным обществом «Научно-производственное объединение «Сатурн».

5.4. Открытому акционерному обществу «Авиакомпания Трансавиаэкспорт» в рамках Системы анализа полетных данных эксплуатанта организовать проведение дополнительного контроля соблюдения требований РЛЭ Ил-76ТД экипажами ВС в процессе запуска двигателей, а также провести мониторинг соответствия параметров работы двигателей ВС их расчетным значениям при производстве взлетов ВС.

5.5. Авиационным организациям при заключении договоров (контрактов) на выполнение ремонта авиационной техники предусматривать согласование с заказчиком замену комплектующих изделий.